



دانشگاه تربیت مدرس
دانشکده فنی مهندسی

پایان نامه دوره کارشناسی ارشد طراحی سازه مهندسی هوافضا

آنالیز و طراحی سازه کامپوزیتی یک ماهواره کوچک

بهروز حسین پور بناب

استاد راهنما:
دکتر غلامحسین رحیمی

استاد مشاور:
مهندس حمید امامی خوانساری

خرداد ۱۳۸۸

تقدیم

تقدیم به خانواده ام

به همسر مهربانم

که تلاش و فداکاری زیادی برای به ثمر نشستن این درخت انجام داد

به پسر کوچک و عزیزم

که همه وقت بازی خود با پدر راه برای تحصیل و کسب دانش پدر بخشید



تشکر و قدردانی

در اینجا از جناب آقای مهندس حمید امامی که با ارائه اطلاعات مفید در مورد طراحی سازه ماهواره و همچنین کمک به تسریع تحلیل ماهواره اینجانب را یاری کرده و همکاری صمیمانه ای داشتند بسیار تشکر مینمایم.



چکیده

در این پایان نامه سازه فلزی یک ماهواره واقعی بعد از مدلسازی، تحلیل کامل و مقایسه با نتایج تست ماهواره به سازه کامپوزیتی تبدیل میشود. سازه ماهواره اولیه تمام فلزی و بطور عمده از جنس آلومینیوم است. ماهواره در رده میکروماهواره با وزن تقریبی ۷۵ کیلوگرم دارای شکل مکعبی و سلولهای خورشیدی متصل به بدنه است.

هدف از این تحلیل اجرای رویه کامل بارگذاری یک میکروماهواره بر اساس استانداردهای اروپا، طراحی سازه کامپوزیتی معادل سازه فلزی اولیه و همچنین اجرای روشهای جدید در مدلسازی بمنظور تسریع اجرای تغییرات است. نرم افزار استفاده شده برای تحلیل MD.PATRAN & MSC.NASTRAN نسخه 2007 است.

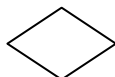
از مواد کامپوزیت کربن و شیشه برای طراحی سازه بدنه میکروماهواره فوق استفاده شده است. الیاف بکار رفته بصورت پارچه و تک جهته می باشند که در دو مدول پایین و بالای ماهواره لایه گذاری شده است. از اطلاعات مواد بر اساس استاندارد MIL استفاده شده است.

روشهایی برای افزایش سرعت اجرای تغییرات طراحی اجرا شده است. از قابلیت‌های نرم افزار برای مدلسازی قطعات در فایل‌های جداگانه و مونتاژ آنها در یک فایل واحد، شماره گذاری مجزا هر قطعه و بهینه سازی ترتیب گره ها برای کاهش زمان تحلیل استفاده شد. اتصالات MPC بمنظور تسریع جابجایی قطعات برای تغییرات مورد نیاز، در موقعیت پیچ ها بکار رفته است. از مدلسازی حجمی برای قطعات غیر سازه ای موثر در تحلیل استفاده شد.

ابتدا سازه فلزی ماهواره با جزئیات وزنی و ابعادی ماهواره واقعی مدلسازی شده است. پس از تکمیل مدلسازی، با روش مقدار انرژی کرنشی و ۱۰ فرکانس اولیه آزاد ارتعاشی صحت اتصالات و المان محدود چک شد. بعد از تایید کامل، ۱۵۰۰ مد اول فرکانسی با پوشش جرم موثر بیش از ۹۰٪ بمنظور استخراج بارگذاری شبه استاتیک استخراج شده است. فرکانسهای اولیه ماهواره باید بزرگتر از ۵۰ هرتز باشند. بارگذاری های موجود بصورت طیف فرکانسی پرتابگر با فرکانس بالا و پایین، ارتعاشات اتفاقی و همچنین بارگذاری شوک است که باید به شتاب های معادل تبدیل شود. معادل سازی شتابها از طریق فرکانسها و جرمهای موثر با روش مایلز انجام شده است.

بعد از تکمیل تحلیل ماهواره فلزی، مقایسه و تایید با نتایج ماهواره واقعی، بدون تغییر در معماری ظاهری و دریچه های دسترسی، طراحی و تبدیل سازه دو مدول اصلی پایین و بالای ماهواره به کامپوزیت اجرا شد. تعدادی از قطعات اتصالی واسطه حذف شدند. بعلا شابهت ظاهری دو مدول تغییر یافته از ساختار لایه چینی مشابهی برای طراحی کامپوزیتی استفاد شده است. رویه کامل تایید مدل، استخراج ۱۵۰۰ مد اول ارتعاشی، شتابهای معادل و بارگذاری شبه استاتیک اجرا گردید. بعد از سعی و خطای زیاد بمنظور ارضاء شرایط از لحاظ فرکانس اول بزرگتر از ۵۰ هرتز، معیار شکست Tsai-Wu در مواد مرکب و معیار تسلیم قطعات فلزی، طراحی کامپوزیتی ماهواره به اتمام رسید. **نتایج نشان میدهد که وزن بخش تغییر یافته سازه بیش از ۵۰٪ کاهش یافته است.**

کلمات کلیدی: میکروماهواره، نرم افزار، NASTRAN، تحلیل، سازه، کامپوزیت، طراحی، مایلز



فهرست مطالب

	فهرست اختصارات
	فهرست جداول
	فهرست شکلها و نمودارها
۱	مقدمه و مروری بر کارهای گذشته
	فصل ۱- آشنایی با ماهواره
۶	۱-۱ مقدمه
۷	۲-۱ انواع ماهواره
۷	۱-۲-۱ انواع ماهواره بر اساس کاربرد
۸	۲-۲-۱ انواع ماهواره بر اساس وزن
۹	۳-۲-۱ اشکال ماهواره
۹	۳-۱ مدارهای گردش ماهواره
۱۱	۴-۱ ساختار یک ماهواره
۱۱	۱-۴-۱ اجزای تشکیل دهنده ماهواره
۱۲	۲-۴-۱ اجزای سازه ای ماهواره
۱۲	۵-۱ اصول طراحی ماهواره
۱۳	۱-۵-۱ نکاتی چند در مورد قیدهای طراحی ماهواره
۱۳	۲-۵-۱ طراحی یک ماهواره یک ماموریت
۱۴	۳-۵-۱ طراحی ماهواره بر مبنای چند ماموریت
۱۴	۴-۵-۱ طراحی ماهواره با شعار سریعتر-بهتر-ارزانتر
۱۴	۶-۱ طراحی سازه ماهواره
۱۵	۱-۶-۱ مقایسه طراحی سازه های فضایی با سازه های هوایی
۱۵	۲-۶-۱ طراحی اولیه سازه ماهواره
۱۷	۳-۶-۱ سازه های چند منظوره
۱۷	۴-۶-۱ بارهای وارد به یک ماهواره
۲۰	۵-۶-۱ مواد مورد استفاده برای سازه های فضایی
۲۱	۷-۱ آزمایش ماهواره
۲۱	۱-۷-۱ فلسفه آزمایش ماهواره

۲۲	۲-۷-۱ تست توسعه
۲۲	۳-۷-۱ تست صلاحیت
۲۳	۴-۷-۱ تست پذیرش
۲۳	۵-۷-۱ تست مدل پروازی

فصل ۲- معرفی ماهواره BH_SAT

۲۴	۱-۲ معرفی ساختار ماهواره
۲۵	۲-۲ مدل هندسی ماهواره و محورهای مختصات
۲۶	۱-۲-۲ مدول پایه
۲۷	۲-۲-۲ مدول پایینی
۲۸	۳-۲-۲ مدول صفحه وسط
۲۹	۴-۲-۲ مدول بالایی
۳۱	۵-۲-۲ مدول صفحه بالایی
۳۱	۳-۲ مواد استفاده شده در سازه ماهواره
۳۳	۴-۲ نرم افزارهای مدلسازی و تحلیلگر
۳۵	۵-۲ اصول و ساختار مدلسازی المان محدود برای ماهواره BH_SAT
۳۷	۶-۲ ساختار شبکه بندی المان محدود
۴۰	۱-۶-۲ مدل المان محدود مدول پایه
۴۱	۲-۶-۲ مدل المان محدود مدول پایینی
۴۲	۳-۶-۲ مدل المان محدود صفحه وسط
۴۲	۴-۶-۲ مدل المان محدود مدول بالایی
۴۳	۵-۶-۲ مدل المان محدود صفحه بالایی
۴۳	۶-۶-۲ مدل المان محدود صفحات خورشیدی
۴۴	۷-۶-۲ مدل المان محدود ماهواره مونتاژ شده
۴۵	۷-۲ اتصال اجزاء سازه با MPC
۴۸	۸-۲ شرایط مرزی
۴۹	۹-۲ توزیع جرمی ماهواره و مرکز جرمهای قطعات

فصل ۳- بارگذاری و نتایج تحلیل ماهواره فلزی

۵۲	۱-۳ تحلیل های چک و تایید مدل اجزا محدود
۵۲	۱-۱-۳ تایید ابعاد و هندسه مدل
۵۳	۲-۱-۳ تحلیل مودال سازه در حالت آزاد
۵۳	۳-۱-۳ تحلیل مودال سازه در حالت مقید

۵۵	۴-۱-۳ بارگذاری g1 در راستاهای اصلی
۵۶	۵-۱-۳ تحلیل چک انرژی کرنشی سازه
۵۷	۲-۳ محاسبه بارهای استاتیکی وارد بر سازه
۵۸	۱-۲-۳ میزان شتاب شبه استاتیکی
۵۸	۲-۲-۳ میزان ارتعاشات اتفاقی پرتابگر
۵۹	۳-۲-۳ میزان ارتعاشات فرکانس پایین پرتابگر
۶۰	۴-۲-۳ میزان ارتعاشات فرکانس پایین پرتابگر در آزمایش
۶۰	۵-۲-۳ میزان ارتعاشات اتفاقی پرتابگر در آزمایش
۶۰	۶-۲-۳ میزان ارتعاشات ماهواره به صورت شوک
۶۰	۳-۳ اصول و معیارهای طراحی
۶۰	۱-۳-۳ ضریب ایمنی
۶۱	۲-۳-۳ حاشیه اطمینان سازه یا Mos
۶۱	۴-۳ تحلیل ۱۵۰۰ مود اول سازه
۶۲	۱-۴-۳ مقادیر ویژه (فرکانس طبیعی) و شکل مودها
۶۸	۲-۴-۳ جرم های موثر
۶۹	۵-۳ بارهای شبه استاتیکی
۷۰	۱-۵-۳ بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر
۷۱	۲-۵-۳ بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات فرکانس پایین و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر
۷۱	۳-۵-۳ بارهای ارتعاشات فرکانس پایین برای آزمون سازه
۷۲	۴-۵-۳ محاسبه بارهای ارتعاشات اتفاقی برای آزمون سازه
۷۲	۵-۵-۳ بارهای ناشی از ارتعاشات شوک
۷۳	۶-۵-۳ جدول حالت های مختلف بارگذاری
۷۴	۶-۳ نتایج تحلیل تغییر مکان
۷۶	۷-۳ نتایج تحلیل تنش
۷۷	۱-۷-۳ صفحه پایه
۷۷	۲-۷-۳ مدول پایین
۷۸	۳-۷-۳ مدول صفحه وسط
۷۹	۴-۷-۳ مدول بالایی
۸۰	۵-۷-۳ صفحه بالایی
۸۰	۸-۳ محاسبه حاشیه اطمینان در اجزای سازه

فصل ۴- ماهواره کامپوزیتی

۸۱	۱-۴ معرفی ساختار ماهواره
۸۵	۲-۴ تغییرات ساختار از فلز به کامپوزیتی
۸۶	۱-۲-۴ سازه فریمها

۸۷	سازه دريچه ها ۲-۲-۴
۸۸	سازه پوشش های اصلی ۳-۲-۴
۹۰	تغييرات در ماهواره برای طرح کامپوزیتی ۳-۴
۹۲	مواد مرکب جدید استفاده شده در سازه ماهواره کامپوزیتی ۴-۴
۹۴	نرم افزارهای مدل سازی لایه چینی (MD.PATRAN (Laminate Modeler) ۵-۴
۹۴	اصول لایه چینی برای ماهواره BH_SAT_C ۶-۴
۹۵	ساختار شبکه بندی المان محدود ۷-۴
۹۶	اتصال اجزاء سازه با MPC ۸-۴
۹۷	شرایط مرزی ۹-۴
۹۸	توزیع جرمی ماهواره و مرکز جرمهای قطعات ۱۰-۴
۱۰۰	تحلیل های چک و تایید مدل اجزا محدود ۱۱-۴
۱۰۰	تایید ابعاد و هندسه مدل ۱-۱۱-۴
۱۰۱	تحلیل مودال سازه در حالت آزاد ۲-۱۱-۴
۱۰۱	تحلیل مودال سازه در حالت مقید ۳-۱۱-۴
۱۰۲	بارگذاری g1 در راستاهای اصلی ۴-۱۱-۴
۱۰۲	تحلیل چک انرژی کرنشی سازه ۵-۱۱-۴
۱۰۳	محاسبه بارهای استاتیکی وارد بر سازه ۱۲-۴
۱۰۳	میزان شتاب شبه استاتیکی ۱-۱۲-۴
۱۰۳	میزان بارهای ارتعاشات اتفاقی پرتابگر ۲-۱۲-۴
۱۰۳	میزان ارتعاشات فرکانس پایین پرتابگر ۳-۱۲-۴
۱۰۴	میزان ارتعاشات فرکانس پایین پرتابگر در آزمایش ۴-۱۲-۴
۱۰۴	میزان ارتعاشات اتفاقی پرتابگر در آزمایش ۵-۱۲-۴
۱۰۴	میزان ارتعاشات ماهواره به صورت شوک ۶-۱۲-۴
۱۰۴	اصول و معیارهای طراحی ۱۳-۴
۱۰۴	ضریب ایمنی ۱-۱۳-۴
۱۰۴	حاشیه اطمینان سازه یا MOS ۲-۱۳-۴
۱۰۵	تحلیل ۱۵۰۰ مود اول سازه ۱۴-۴
۱۰۵	مقادیر ویژه (فرکانس طبیعی) و شکل مودها ۱-۱۴-۴
۱۱۱	جرم های موثر ۲-۱۴-۴
۱۱۲	بارهای شبه استاتیکی ۱۵-۴
۱۱۲	بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر ۱-۱۵-۴
۱۱۳	بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات فرکانس پایین و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر ۲-۱۵-۴
۱۱۳	بارهای ارتعاشات فرکانس پایین برای آزمون سازه ۳-۱۵-۴
۱۱۳	محاسبه بارهای ارتعاشات اتفاقی برای آزمون سازه ۴-۱۵-۴

۱۱۳	۴-۱۵-۵ بارهای ناشی از ارتعاشات شوک
۱۱۴	۴-۱۵-۶ جدول حالت های مختلف بارگذاری
۱۱۵	۴-۱۶ نتایج تحلیل تحلیل تغییر مکان
۱۱۶	۴-۱۷ نتایج تحلیل تنش
۱۱۶	۴-۱۷-۱ صفحه پایه
۱۱۷	۴-۱۷-۲ صفحه وسط با المان Solid و مواد AL6061-T6
۱۱۷	۴-۱۷-۳ صفحه بالا با المان Solid و مواد AL6061-T6
۱۱۸	۴-۱۷-۴ پوشش بوم المان Solid و مواد AL6061-T6
۱۱۸	۴-۱۷-۵ مدول پایینی
۱۱۹	۴-۱۷-۶ مدول بالایی
۱۱۹	۴-۱۸ محاسبه حاشیه اطمینان در اجزای سازه
۱۲۰	۴-۱۹ بحث و نتیجه گیری
۱۲۳	۴-۲۰ پیشنهادات
۱۲۴	فهرست منابع و مأخذ

چکیده انگلیسی

فهرست اختصارات

BFC	Better, Faster, Cheaper
CFRP	Carbon Fiber Reinforcement Plastic
ECSS	European Cooperation For Space Standardization
FI	Failure Index
FREQ	Frequency
GEO	Geosynchronous
LEO	Low Earth Orbit
MEMS	Micro Electro-Mechanical System
MFS	Multi Function Structure
MIL	Military Standard
MoS	Margin Of Safety
MPC	Multi-Point Constraint
NASA	National Aeronautic And Space Administration
NEMS	Nano Electro-Mechanical System
NSM	Non-Structural Mass
PSD	Power Spectral Density
RVL	Random Vibration Load
SF	Safety Factor

فهرست جداول

ردیف	موضوع جدول	صفحه
۱	۱-۱: دسته بندی ماهواره براساس وزن	۸
۲	۱-۲: خواص مکانیکی آلومینیوم ۶۰۶۱	۳۲
۳	۲-۲: خواص مکانیکی آلومینیوم ۷۰۷۵	۳۲
۴	۳-۲: خواص مکانیکی سازه لانه زنبوری ساخته شده از آلومینیوم ۵۰۵۶	۳۳
۵	۴-۲: خواص مکانیکی کامپوزیت کربنی	۳۳
۶	۵-۲: خلاصه شبکه بندی سازه ای ماهواره BH_SAT_M	۳۸
۷	۶-۲: پیشوند دسته بندی مدول ها در کلیه فایلها	۳۸
۸	۷-۲: گروه های دسته بندی شده در نرم افزارهای مختلف	۳۹
۹	۸-۲: تعداد المانها، گره ها و ترتیب شماره گذاری	۴۵
۱۰	۹-۲: اتصالات، نوع و درجات آزادی MPC مابین قطعات در ماهواره BH_SAT_M	۴۶
۱۱	۱۰-۲: توزیع جرمی اجزاء مختلف ماهواره	۵۰
۱۲	۱-۳: تایید مدل المان ماهواره BH_SAT_M	۵۳
۱۳	۲-۳: ده مد اول آزاد و مقید ماهواره BH_SAT_M	۵۴
۱۴	۳-۳: تایید بارگذاری g۱ و نیروهای صفر در جهات دیگر و وزن ماهواره BH_SAT_M	۵۵
۱۵	۴-۳: بررسی انرژی کرنشی کل ماهواره BH_SAT_M	۵۷
۱۶	۵-۳: بارهای ارتعاشات اتفاقی	۵۹
۱۷	۶-۳: ارتعاشات فرکانس پایین	۵۹
۱۸	۷-۳: سطح شوک ارتعاشی	۶۰
۱۹	۸-۳: ضرایب اطمینان	۶۱
۲۰	۹-۳: فرکانس طبیعی ماهواره BH_SAT_M	۶۲
۲۱	۱۰-۳: بارهای ترکیبی ناشی از ارتعاشات اتفاقی	۷۰
۲۲	۱۱-۳: بارهای ترکیب ارتعاشات فرکانس پایین	۷۱
۲۳	۱۲-۳: بارهای تست های ارتعاشی در سه جهت	۷۲
۲۴	۱۳-۳: فرکانسها و بارهای شوک ارتعاشی	۷۳
۲۵	۱۴-۳: بارهای شوک ارتعاشی	۷۳
۲۶	۱۵-۳: خلاصه حالت های بارگذاری	۷۳

ردیف	موضوع جدول	صفحه
۲۷	۳-۱۶ حاشیه اطمینان برای اجزای سازه ماهواره BH_SAT_M	۸۰
۲۸	۴-۱ : لایه چینی فریم پایینی مدول پایینی	۸۷
۲۹	۴-۲ : لایه چینی فریم بالای مدول پایینی و فریم پایینی مدول بالایی	۸۷
۳۰	۴-۳ : لایه چینی فریم بالای مدول بالایی	۸۷
۳۱	۴-۴ : لایه چینی درجه های بالایی	۸۸
۳۲	۴-۵ : لایه چینی درجه های پایینی	۸۸
۳۳	۴-۶ : لایه چینی پوشش های پایینی و نبشی های مربوطه	۸۹
۳۴	۴-۷ : لایه چینی پوشش های بالایی و نبشی های مربوطه	۹۰
۳۵	۴-۸ خواص مکانیکی کربن پارچه کربن از نوع Plain	۹۲
۳۶	۴-۹ خواص مکانیکی کربن تک جهت	۹۳
۳۷	۴-۱۰ خواص مکانیکی الیاف شیشه بافته شده از نوع ساتین	۹۳
۳۸	۴-۱۱ : خلاصه شبکه بندی سازه ای ماهواره BH_SAT_C	۹۵
۳۹	۴-۱۲ : اتصالات، نوع و درجات آزادی MPC مابین قطعات در ماهواره BH_SAT_C	۹۶
۴۰	۴-۱۳ : تغییرات توزیع جرمی ماهواره	۹۸
۴۱	۴-۱۴ : تغییرات توزیع جرمی سازه تغییر یافته ماهواره کامپوزیتی نسبت به فلزی	۹۹
۴۲	۴-۱۵ : تایید مدل المان ماهواره BH_SAT_C	۱۰۰
۴۳	۴-۱۶ : ده مد اول آزاد و مقید ماهواره BH_SAT_C	۱۰۱
۴۴	۴-۱۷ : تایید بارگذاری g۱ و نیروهای صفر در جهات دیگر و وزن ماهواره BH_SAT_C	۱۰۲
۴۵	۴-۱۸ : بررسی انرژی کرنشی کل ماهواره BH_SAT_C	۱۰۳
۴۶	۴-۱۹ ضرایب اطمینان	۱۰۴
۴۷	۴-۲۰ فرکانس طبیعی ماهواره BH_SAT_C	۱۰۶
۴۸	۴-۲۱ فرکانسها و بارهای شوک ارتعاشی	۱۱۴
۴۹	۴-۲۲ بارهای شوک ارتعاشی	۱۱۴
۵۰	۴-۲۳ خلاصه حالت های بارگذاری ماهواره BH_SAT_C	۱۱۵
۵۱	۴-۲۴ حاشیه اطمینان برای اجزای سازه ماهواره BH_SAT_C	۱۱۹

فهرست شکلها و نمودارها

ردیف	موضوع شکل یا نمودار	صفحه
۱	۱-۱: ماهواره اسپوتنیک، اولین ماهواره در مدار زمین	۸
۲	۲-۱: اشکال مختلفی از ماهواره ها	۹
۳	۳-۱: مدارهای ماهواره	۱۰
۴	۴-۱: طرحهای اولیه سازه ماهواره	۱۶
۵	۵-۱: تصویری از بارهای حرارتی روی ماهواره	۱۹
۶	۱-۲: مدل هندسی ماهواره BH_SAT با سلولهای خورشیدی	۲۴
۷	۲-۲: مرکز مختصات و ابعاد بیرونی ماهواره	۲۵
۸	۳-۲: مدل هندسی به ترتیب از راست، مدول صفحه وسط، مدول پایینی و مدول پایه	۲۵
۹	۴-۲: مدل هندسی به ترتیب از راست، سلولهای خورشیدی، صفحه بالا و مدول بالایی	۲۶
۱۰	۵-۲: مدل هندسی صفحه پایه و موقعیت سوراخها	۲۶
۱۱	۶-۲: مدل هندسی جعبه الکترونیک	۲۷
۱۲	۷-۲: موقعیت مدول پایین در ماهواره	۲۷
۱۳	۸-۲: مدل هندسی مدول پایینی	۲۸
۱۴	۹-۲: مدل هندسی مدول بالایی	۲۸
۱۵	۱۰-۲: موقعیت مدول بالا در ماهواره	۲۹
۱۶	۱۱-۲: موقعیت مدول وسط در ماهواره	۳۰
۱۷	۱۲-۲: مدل هندسی مدول صفحه وسط	۳۰
۱۸	۱۳-۲: مدل هندسی مدول صفحه بالا و جعبه مغناطیسی	۳۱
۱۹	۱۴-۲: مدل المان محدود مدول پایه	۴۱
۲۰	۱۵-۲: مدل المان محدود مدول پایینی	۴۱
۲۱	۱۶-۲: مدل المان محدود مدول صفحه وسط	۴۲
۲۲	۱۷-۲: مدل المان محدود مدول بالایی	۴۲
۲۳	۱۸-۲: مدل المان محدود مدول بالایی	۴۳
۲۴	۱۹-۲: مدل المان محدود صفحات خورشیدی	۴۳
۲۵	۲۰-۲: مدل المان محدود ماهواره با جزئیات داخلی	۴۴
۲۶	۲۱-۲: مدل المان محدود ماهواره با جزئیات خارجی	۴۴
۲۷	۲۲-۲: مدل ساده اعمال شرایط مرزی و اعمال روی صفحه پایه	۴۸

ردیف	موضوع شکل یا نمودار	صفحه
۲۸	۱-۳: قرارگیری ماهواره نسبت به پرتابگر	۵۸
۲۹	۲-۳: نمودار بارهای ارتعاشات اتفاقی	۵۸
۳۰	۳-۳: نمودار ارتعاشات فرکانس پایین	۵۹
۳۱	۴-۳: نمودار سطح شوک ارتعاشی	۶۰
۳۲	۵-۳: مد فرکانسی طبیعی اول ماهواره 56.92[Hz]	۶۳
۳۳	۶-۳: مد فرکانسی طبیعی دوم ماهواره 60.26[Hz]	۶۳
۳۴	۷-۳: مد فرکانسی طبیعی سوم ماهواره 64.72 [Hz]	۶۳
۳۵	۸-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۱ام ماهواره 179.69 [Hz]	۶۴
۳۶	۹-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۶ام ماهواره 392.12[Hz]	۶۴
۳۷	۱۰-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۶ام ماهواره 392.24[Hz]	۶۴
۳۸	۱۱-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۷ام ماهواره 429.09[Hz]	۶۵
۳۹	۱۲-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۰۹ام ماهواره 556.73[Hz]	۶۵
۴۰	۱۳-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۲۶ام ماهواره 1035.98[Hz]	۶۵
۴۱	۱۴-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۴۱ام ماهواره 104.5[Hz]	۶۶
۴۲	۱۵-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۴ام ماهواره 122.56[Hz]	۶۶
۴۳	۱۶-۳: مد فرکانسی طبیعی ۹ام ماهواره 160.8[Hz]	۶۶
۴۴	۱۷-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۳ام ماهواره 194.64[Hz]	۶۷
۴۵	۱۸-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۶ام ماهواره 211.49[Hz]	۶۷
۴۶	۱۹-۳: مد فرکانسی طبیعی ۱۴۰ام ماهواره 298.62[Hz]	۶۷
۴۷	۲۰-۳: نمودار جرم های موثر بالای ۰.۳٪ در هر سه محور	۶۸
۴۸	۲۱-۳: نمودار جرم های انباشته شده بر حسب فرکانس	۶۸
۴۹	۲۲-۳: جرم های انباشته شده بر حسب فرکانس	۶۸
۵۰	۲۳-۳: نیروها و راستای بارگذاری	۶۹
۵۱	۲۴-۳: ارتعاشات فرکانس پایین	۷۱
۵۲	۲۵-۳: بارهای شوک ارتعاشی	۷۲
۵۳	۲۶-۳: تغییر شکل و جابجایی ماهواره در جهت x در حالت بارگذاری ۷۳	۷۴
۵۴	۲۷-۳: تغییر شکل و جابجایی ماهواره در جهت y در حالت بارگذاری ۷۵	۷۴
۵۵	۲۸-۳: تغییر شکل و جابجایی ماهواره در جهت z در حالت بارگذاری ۷۷	۷۵
۵۶	۲۹-۳: تغییر شکل و جابجایی در سلولهای خورشیدی ماهواره در حالت بارگذاری ۵۷	۷۵
۵۷	۳۰-۳: بیشترین تغییر مکان کلی سازه مربوط به حالت بارگذاری ۷۷	۷۶
۵۸	۳۱-۳: کانتور تنش در صفحه پایه	۷۷

ردیف	موضوع شکل یا نمودار	صفحه
۵۹	۳-۳۲ کانتور تنش در مدول پایین با مواد AL6061-T6	۷۷
۶۰	۳-۳۳ کانتور تنش در مدول پایین با مواد AL7075-T7351	۷۸
۶۱	۳-۳۴ کانتور تنش در صفحه وسط	۷۸
۶۲	۳-۳۵ کانتور تنش در پوشش بوم مغناطیسی	۷۹
۶۳	۳-۳۶ کانتور تنش در مدول بالایی با مواد AL6061-T6	۷۹
۶۴	۳-۳۷ کانتور تنش در مدول بالایی با مواد AL7075-T7351	۸۰
۶۵	۳-۳۸ کانتور تنش در صفحه بالایی	۸۰
۶۶	۴-۱: مدل هندسی چهار فریم مدول های پایینی و بالایی	۸۶
۶۷	۴-۲: مدل هندسی پوششها اصلی	۸۸
۶۸	۴-۳: موقعیت نبشی های کامپوزیتی داخل پوششهای اصلی	۸۹
۶۹	۴-۴: ساختار هندسی مدول بالا و پایین برای تبدیل به کامپوزیتی	۹۰
۷۰	۴-۵: تغییرات ظاهری تعداد المانها و حجم E-box	۹۱
۷۱	۴-۶: تغییرات ظاهری حجم باتری ها	۹۱
۷۲	۴-۷: تغییرات تعداد المانها در دریچه های بیضی شکل	۹۱
۷۳	۴-۸: تغییرات تعداد المانها در پوشش های اصلی	۹۲
۷۴	۴-۹: مد فرکانسی طبیعی اول ماهواره 54.46 [Hz]	۱۰۶
۷۵	۴-۱۰: مد فرکانسی طبیعی دوم ماهواره 68.70 [Hz]	۱۰۷
۷۶	۴-۱۱: مد فرکانسی طبیعی سوم ماهواره 73.37 [Hz]	۱۰۷
۷۷	۴-۱۲: مد فرکانسی طبیعی ۱۷ ماهواره 178.08 [Hz]	۱۰۷
۷۸	۴-۱۳: مد فرکانسی طبیعی ۳۰ ماهواره 238.82 [Hz]	۱۰۸
۷۹	۴-۱۴: مد فرکانسی طبیعی ۶۷ ماهواره 364.79 [Hz]	۱۰۸
۸۰	۴-۱۵: مد فرکانسی طبیعی ۱۱۱ ماهواره 516.96 [Hz]	۱۰۸
۸۱	۴-۱۶: مد فرکانسی طبیعی ۱۱۷ ماهواره 529.53 [Hz]	۱۰۹
۸۲	۴-۱۷: مد فرکانسی طبیعی ۱۶۸ ماهواره 695.73 [Hz]	۱۰۹
۸۳	۴-۱۸: مد فرکانسی طبیعی ۱۶۹ ماهواره 699.02 [Hz]	۱۰۹
۸۴	۴-۱۹: مد فرکانسی طبیعی ۲۰۰ ماهواره 797.05 [Hz]	۱۱۰
۸۵	۴-۲۰: مد فرکانسی طبیعی ۲۰۱ ماهواره 801.48 [Hz]	۱۱۰
۸۶	۴-۲۱: مد فرکانسی طبیعی ۲۱۷ ماهواره 856.38 [Hz]	۱۱۰
۸۷	۴-۲۲: مد فرکانسی طبیعی ۲۲۰ ماهواره 865.75 [Hz]	۱۱۱
۸۸	۴-۲۳: نمودار جرم های موثر بالای ۱/۴٪ در هر سه محور	۱۱۱
۸۹	۴-۲۴: نمودار جرم های انباشته شده بر حسب فرکانس	۱۱۲

ردیف	موضوع شکل یا نمودار	صفحه
۹۰	۴-۲۵ جرم های انباشته شده بر حسب فرکانس	۱۱۲
۹۱	۴-۲۶ ارتعاشات فرکانس پایین	۱۱۳
۹۲	۴-۲۷ بارهای شوک ارتعاشی	۱۱۴
۹۳	۴-۲۸: تغییر شکل و جابجایی ماهواره در حالت بارگذاری ۷۵	۱۱۵
۹۴	۴-۲۹: تغییر شکل و جابجایی ماهواره در حالت بارگذاری ۷۷	۱۱۶
۹۵	۴-۳۰: کانتور تنش در صفحه پایه	۱۱۷
۹۶	۴-۳۱: کانتور تنش در صفحه وسط	۱۱۷
۹۷	۴-۳۲: کانتور تنش در مدول پایین	۱۱۸
۹۸	۴-۳۳: کانتور تنش در پوشش بوم مغناطیسی	۱۱۸
۹۹	۴-۳۴: کانتور تنش در مدول بالایی	۱۱۸
۱۰۰	۴-۳۵: کانتور تنش در مدول بالایی	۱۱۹

مقدمه و مروری بر کارهای گذشته

توضیح: در این پایان نامه عبارت BH_SAT به مدل کلی ماهواره، BH_SAT_M به مدل فلزی و BH_SAT_C به مدل کامپوزیتی ماهواره اشاره دارد.

در این پایان نامه یک سازه از جنس مواد مرکب برای یک میکروماهواره مخابراتی واقعی با وزن تقریبی ۷۵ کیلوگرم طراحی شده است. ماهواره موجود دارای شکل مکعبی و سازه از جنس آلومینیوم است. ابتدا ماهواره با سازه فلزی مدلسازی شده و بطور کامل بارگذاری و تحلیل میشود. پس از تایید مدلسازی و تحلیل کامل، سازه کامپوزیتی با تغییراتی در ساختار سازه اصلی طراحی شده و مورد تحلیل کامل قرار میگیرد.

هدف از این پژوهش کاهش وزن ماهواره با استفاده از مواد کامپوزیت و در نتیجه کاهش هزینه ارسال به مدار است. بنابراین رویه کامل بارگذاری و تحلیل سازه یک میکروماهواره بر اساس استانداردها در این پایان نامه اجرا شده است. همچنین با استفاده از قابلیت‌های نرم افزار تحلیلگر، از روشهای جدیدی برای مدلسازی بمنظور تسریع اجرای تغییرات طراحی و افزایش سرعت کامپیوتر استفاده شده است. نرم افزار مدلسازی المان محدود MD.PATRAN و تحلیلگر MSC.NASTRAN نسخه 2007r1 است.

ماهواره ها در مدارهای مختلفی از ۱۵۰ تا ۳۶۰۰۰ کیلومتری در حال گردش به دور زمین هستند. یک ماهواره در مدار پایین (LEO^۱) با سرعت خطی حدود ۸ کیلومتر در ثانیه در حرکت بوده و هر ۹۰ دقیقه یک گردش کامل دور کره زمین دارد. پروید حرکتی ماهواره های مدار GEO^۲ یا ۳۶۰۰۰ کیلومتری با گردش روزانه زمین یکی بوده و برابر ۲۴ ساعت است. ماهواره ها با فرار از موانع و عوارض زمینی قابلیت‌های فراوانی برای کاربردهای مخابراتی، هواشناسی، سنجش از دور و ژئوفیزیک، پیش بینی وقوع بلایا، جاسوسی و... دارند. با استفاده از ماهواره ها میتوان سریعتر از هر وسیله دیگر امکان وقوع خطر را درک کرده و هشدار داد.

انسان برای رسیدن به صنعت پایدار فضایی از خطرات بسیاری رد شده و در این راه غیر از هزینه های گزاف، تلفات جانی نیز داده است. اوایل فعالیت پرتابهای زیادی بعلت ناشناخته بودن فضا و کمبود اطلاعات آزمایشگاهی و تجربی از محیط با ناکامی مواجه شده اند. اما کم کم محیط فضا شناخته شده و حتی استانداردهایی برای طراحی فضاپیماها تدوین شدند. بنابراین امروزه برای طراحی ساختاری و سازه ای ماهواره میتوان از آیین نامه های مربوطه استفاده کرد.

1 Low Erath Orbit

2 Geosynchronous Earth Orbit

طراحی یک ماهواره بر اساس ماموریت تعریف شده آغاز میشود. با تعریف مدار گردش، محدوده وزنی و توان مورد نیاز برای ارتباط با زمین مشخص خواهد شد. یکی از پارامترهای بسیار مهم طراحی انتخاب پرتابگر می باشد. پرتابگر در دو موضوع طراحی ساختاری بطور غیر مستقیم و در طراحی سازه بطور مستقیم تاثیر می گذارد. جایگاه قرار گیری ماهواره در پرتابگر میتواند در شکل ظاهری آن تاثیرگذار باشد. در این حال هر پرتابگری دارای یک طیف فرکانسی مشخصی است که ارتعاشات آن بطور کامل به سازه ماهواره منتقل شده و سازه باید در طول پرتاب بار قابل حمل خود را سالم به مدار برساند. در طراحی سازه ای ماهواره بارهای زمان پرتاب و حمل و نقل و در طراحی ساختار، زمان در مدار بودن را باید در نظر گرفت.

در یک کار تحقیقاتی [27] روی بارهای وارد بر سازه اصلی سلولهای خورشیدی تحقیقاتی انجام شد. تاثیرات این مدار مانند High Vacuum^۳ و Thermal Cycling^۴ و Neutral gas^۵ و Ultraviolet Radiation^۶ و Cold plasma^۷ هستند. ترکیب اینها نیز در مدار امکان دارد. یک ابزار عددی شبیه سازی این تاثیرات محیطی در ESA^۸ تهیه شده است.

سازه اصلی ماهواره (BUS) نامیده میشود. از سازه های مهم دیگر در ماهواره های بزرگ میتوان به سازه پنلهای خورشیدی و آنتهای دریافت و ارسال امواج اشاره کرد. BUS باید در طول پرتاب سفت و دارای استحکام بالا باشد. استحکام و سفتی بالا دارای پناالتی وزنی است که نتیجه آن افزایش هزینه پرتاب است. ماهواره های بزرگتر وزن اضافه بیشتری به فضا میبرند. بطور متوسط ۳۰٪ هزینه یک ماهواره ارسال آن به مدار است. بنابراین باید از روشهای مختلفی برای بهینه سازی سازه ماهواره استفاده کرد.

استفاده از آلیاژهای سبک تیتانیوم، آلومینیوم و مواد جدید یکی از روشهای مرسوم بوده که برای ماهواره های زیادی استفاده شده است. بریلیوم در شکل خالص آن فلزی سبکتر از Al و سفت تر از ST است. در یک کار تحقیقاتی [14] از صفحات بریلیوم با استحکام بالا (۷۰۰۰۰ استحکام نهایی و ۵۰۰۰۰ استحکام جاری شدن - پوند بر اینچ مربع معادل ۴۸۳ استحکام نهایی و ۳۴۵ استحکام جاری شدن - مگاپاسکال) برای کاربردهای مختلف فضایی استفاده شده است. این صفحات تحت عملیاتهای شکل دهی گرم، brazing و اتصال با اپوکسی ساخته شده اند. صفحات بریلیومی به همدیگر یا به بلوکهایی تحت پرس گرم از جنس بریلیوم، تیتانیوم و آلومینیوم متصل شده اند. شکلهای ویژه ای از آن مثل لوله، تیر یا مقطع مربعی، برای لوله های تراست و برای انواع سازه های اصلی استفاده شده اند. صفحات نورد گرم بریلیوم استحکام بهبود یافته مشخصی با نرمی افزایش یافته ای نسبت به درجات بلوک پرس گرم دارند. این صفحات افزایش محسوسی در جاری شدن نهایی و ازدیاد طول از خود نشان میدهند. سفتی خستگی (شکست) صفحات بریلیوم بطور مشخص از هر آنچه تصور شود بیشتر است. بریلیوم برای تولید انبوه مناسب نیست. ولی زمانیکه نیاز به سفتی زیاد، وزن کم، هدایت حرارتی بالا و نتایج پیش بینی شده باشد این ماده پیشنهاد خوبی است.

^۳ خلاء زیاد

^۴ سبک حرارتی

^۵ گازهای خنثی

^۶ تشعشعات UV

^۷ محیط پلاسمای سرد

کامپوزیت ها بعنوان ماده هزاره سوم، جای خود را در بیشتر صنایع بعنوان یک ماده پیش فرض در طراحی باز کرده است. لایه چینی در راستای دلخواه، تنوع نسبتا زیاد، استحکام ویژه از خواص منحصر بفرد کامپوزیتهاست. در صنایع هوایی و فضایی نیز از جایگاه بسیار خوبی برخوردار هستند.

تحقیقات [12] نشان میدهند که میتوان با ساخت و تست ماهواره از جنس مواد مرکب Cr/Epoxy, Gr/Epoxy و هانیکوم، در حدود ۱۵ تا ۲۰ درصد در سازه های اصلی و ثانویه صرفه جویی وزنی داشت. مواد مرکب، ایده آل برای آنتن و اجزای RF (Radio Frequency) هستند. چون مشخصه های ضریب انبساط حرارتی پایین تری دارند. ماهواره Forte اولین ماهواره تمام کامپوزیتی جهان است.

سازه آرایه های خورشیدی [6] بصورت صلب از ساندویچ پنل با هانیکومهای AL و صفحات CFRP^{۱۰} ساخته میشوند. سازه اصلی ماهواره ThorDelta با وزن ۷۲۰ کیلوگرم با دو طرح سازه ای مختلف بصورت ساندویچ پنل از هسته های آلیاژ آلومینیومی با ورقه های کربنی ساخته شده است.

سازه های شبکه کامپوزیتی (Grid Structure) دارای سفتی ویژه بالا، استحکام ویژه بالا و همچنین Damage Tolerance هستند [21]. آزمایشها نشان میدهند که تغییر شکل حرارتی پنلهای شبکه کربنی خیلی کمتر از پنلهای ساندویچی آلومینیومی است. تستهای عددی نیز نشان داده اند که تغییر شکلهای حرارتی سازه شبکه مربعی کامپوزیتی تقریبا صفر است. اولین بار در ۱۹۹۰ آزمایشگاه فیلیپس نیروی هوایی آمریکا، اولین IsoGrid کامپوزیتی با کیفیت بالا را ساخته که در ماهواره MightySat از این تکنولوژی استفاده شده است.

برای کاهش اثر اختلاف درجه حرارت در طرفین سلولهای خورشیدی و سازه های آنتن ها، میتوان از موادی با هدایت حرارتی بالا استفاده کرد [21] که بتوانند با هدایت سریع یک حالت پایدار در طرفین ایجاد کنند. در طراحی سازه آنتنها از روشهای قالب ریزی مواد مرکب نیز استفاده میکنند. در این حالت از ترکیب لایه های پارچه های مواد مرکب با ضریب انبساط حرارتی منفی و ترکیبی از رزین ها با ضریب انبساط حرارتی مثبت استفاده میشود. نتیجه یک سازه با ضریب انبساط حرارتی تقریبا صفر است.

در کار پژوهشی انجام شده در این پایان نامه با استفاده از مواد مرکب، وزن سازه ماهواره بصورت تئوریک به مقدار بیش از ۵۰٪ کاهش پیدا کرده است. بخش سازه ۳۵٪ وزن کل این ماهواره را تشکیل میدهد. بنابراین وزن ماهواره بصورت تئوریک حدود ۱۶٪ کاهش پیدا کرده است. این کاهش وزن بطور مستقیم باعث کاهش هزینه ارسال خواهد شد. همچنین میتوان بمقدار وزن کاهش یافته، از تجهیزات بیشتری در ماهواره بمنظور افزایش قابلیت های آن بهره برد. کاهش وزن سازه بمقدار ۳۵٪ بصورت عملی برای این ماهواره قابل دسترسی است.

یک دیگر از روشها، استفاده از فناوری نانو است. با توجه به هزینه ارسال، حد و مرز کاهش جرم ماهواره بستگی به این دارد که ماهواره ای کوچک چقدر و چگونه بتوانند با تجهیزات ساخته از فناوری MEMS^{۱۱} کار کنند. محققان عقیده دارند که فناوری MEMS میتواند برای پردازش اطلاعات، مخابرات و ارتباطات، آموزش سیگنال و توان بکار برده شود. سنسورهای زیادی بر مبنای این فناوری درست شده است. جایروهای اندازه گیری میلیمتری، که میتوان تغییرات

9 Carbon Fiber Reinforcement Plastic

^{۱۰} در مکانیک شکست، مبنایی برای محدودیت رشد ترکهای ریز در قطعات تعریف میشود که ترانس خرابی نام دارد. (کتاب: مقدمه ای بر مکانیک شکست اجسام، از: دکتر حمیدرضا داغیان و دکتر محمود شاکری، انتشارات پلی تکنیک تهران، ۱۳۸۰)

11 Micro-Electro Mechanical System

وضعیت ماهواره را اندازه گیری کرد. با استفاده از فناوری نانو، ماهواره نانو ساخته میشوند که جرم کمتر از ۱۰ کیلوگرم خواهند داشت. ماهواره ای نانو شامل کلیه اجزای یک ماهواره ولی در اندازه کوچکتر هستند.

یکی دیگر از ایده های جدید برای کاهش وزن ماهواره، روش MFS^{۱۲} یا سازه های چند منظوره است. در این روش سازه علاوه بر تحمل بارهای سازه ای وظایف دیگری مثل مدیریت حرارتی ماهواره یا بردهای الکترونیکی ماهواره را نیز بعهده دارد. با استفاده از مواد جدید در پنل های سازه ای، عایق حرارتی نیز حتی بصورت فعال ایجاد میشود. بنابراین با اینکار در وزن عایق کاری ماهواره صرفه جویی خواهد شد. در سالهای اخیر تحقیقات زیادی در مورد استفاده از لوله های دارای سیال سرد کننده برای مسائل حرارتی مطرح بوده که همزمان لوله ها میتوانند بعنوان تقویتی های سازه ها نیز استفاده شوند.

در یک کار پژوهشی [4] روی بهینه سازی MFS کار شده است که ایده آن ایجاد یک MFS با قابلیت های اولین فرکانس تشدید بالا، دانسیته پایین و دانسیته انرژی بالاست.

برای مدیریت مسائل حرارتی داخل ماهواره روی سازه هایی با المانهای ترموالکتریک کار شده است [23]. در این طرح با استفاده از Peltier Effect و همچنین Seeback Effect المانهایی در داخل سازه های هانیکومی جاسازی شده بودند که می توانستند یک مدیریت مناسب هدایت حرارتی را برای ماهواره داشته باشند. از طرفی با Seeback Effect در زمان قرار گرفتن در مقابل تشعشعات خورشیدی و اختلاف حرارت ایجاد شده در دو طرف دیواره های هانیکومی، باعث ایجاد ولتاژ متناسب با این گرادیان حرارتی میشوند و از طرف دیگر در زمان قرار گرفتن در سایه زمین با استفاده از اختلاف ولتاژ داخلی ایجاد شده بر روی آنها، انتقال حرارت را از دیواره ها به اجزاء داخلی کنترل می کنند. در روش اول امکان ایجاد توان با استفاده از این اجزاء امکان پذیر میشود که میتواند منبعی مناسب برای تامین توان باشد و بنابراین ماهواره از سلولهای خورشیدی کوچکتر استفاده کرده سبکتر خواهد شد. در روش دوم ایجاد حرارتی متناسب با درجه حرارت دریافت شده از سنسورهای حرارتی ماهواره توسط ولتاژ داخلی، باعث کنترل دما در داخل ماهواره خواهد شد که، می تواند استفاده از جداسازهای حرارتی را کمتر کند.

یک ایده دیگر برای سازه های چند منظوره، قرار دادن لوله های حرارتی داخل پنلهای سازه و امکان استفاده از Teflon برای صلبیت دادن به سازه در طی پرتاب، و سپس استفاده از این لوله ها برای موتورهای رانش پلاسمایی پالسی برای کنترل وضعیت ماهواره در طول عمر بهره برداری است [1].

در گروه هوافضای دانشگاه Bologna یک ماهواره کوچک ساخته شد [29]. این ماهواره با حدود ۲۰ کیلوگرم وزن و ابعاد مکعب ۳۰×۳۰ سانتیمتر با روش سازه های سیستمی ساخته شده است. دارای ۶ قطعه بسته شده بهم توسط ۸ میله استیل است. ۴ پنل ساندویچی از هانیکوم برای دیواره های عرضی در نظر گرفته شده که با اتصال بهم سلولهای خورشیدی را بهم متصل کرده و سازه را تکمیل میکنند. این نوع معماری برای چند منظوره کردن BUS انتخاب شده است.

در طرح پژوهشی این پایان نامه با استفاده از قابلیت های اتصالات کامپوزیت و مفهوم سازه های چندمنظوره تعداد قطعات سازه ای ماهواره کاهش پیدا کرد. بدین صورت که اتصالات کامپوزیتی بهم میتواند بصورت یکپارچه یا توسط چسب مخصوص (حالتی از رزین کامپوزیت) انجام شود. بنابراین در این حالت میتوان با طراحی مناسب ساختار سازه ای چند قطعه را بصورت یکپارچه و یکجا در یک قالب ساخت. در این پایان نامه پوشش بیرونی ماهواره که قبلا

بصورت جداگانه و توسط پیچ روی آن بسته میشود، با سازه ستونهای نگهدارنده اصلی یکی شده است. بنابراین هم تعداد قطعات اتصالی و پیچها کاهش پیدا کرده و همچنین با یکپارچه کردن اتصال، تمرکز تنشها کم شده و بنابراین استحکام سازه افزایش یافته است.

کلیه مطالب مربوط به این پایان نامه به پنج فصل تقسیم شده است. در فصل اول کلیاتی در مورد ماهواره، تقسیم بندی ماهواره، ساختار معماری، ساختار سازه ای، مدار، اشکال و ... بیان شده است. هدف این استکه جایگاه ماهواره مورد نظر این پایان نامه مشخص شود. همچنین مطالبی در مورد آزمایشهای لازم برای تایید نهایی و همچنین مراحل و سطوح مختلف آنها بیان شده است. با توجه به اینکه بخشی از بارگذاریهای تئوری/طراحی ماهواره بر مبنای همین آزمایشها تنظیم میشود بنابراین بخشی از استاندارد ECSS اروپا بصورت خلاصه و برگزیده ارائه شده است.

در فصل دوم ساختار ماهواره BH_SAT بیان شده است. در این فصل جزئیات مربوط با موقعیت قطعات، اتصالات، جنس قطعات، شرایط مرزی، اصول، روش و نرم افزار مدلسازی معرفی شده است. این فصل مقدمه فصول ۳ و ۴ و همچنین فصل مشترک آنهاست. بدین صورتکه در فصل ۳ به بارگذاری و تحلیل سازه فلزی و در فصل ۴ به بارگذاری و طراحی و تحلیل سازه کامپوزیتی پرداخته شده اما کلیات مدلسازی و شبکه بندی در فصل ۲ ذکر شده است. برخی تغییرات ساختاری در سازه کامپوزیتی فصل چهارم، شاید بدون مطالعه فصل دو برای برخی از خوانندگان قابل فهم نباشد.

در فصل سوم روش بارگذاری ماهواره به همراه تحلیل سازه فلزی BH_SAT_M و نتایج مربوطه ارائه شده است. روش بارگذاری ماهواره بصورت کامل در این فصل توضیح داده شده است. تحلیل های فرکانسی، استخراج شتاب های معادل و تحلیل تنش سازه فلزی به همراه نتایج آنها در این فصل ارائه شده است.

فصل چهارم مربوط به طراحی کامپوزیتی BH_SAT_C، بارگذاری، تحلیل و نتایج آن است. با توجه به ارائه کامل روش بارگذاری در فصل سوم، تنها به ارائه مقادیر متفاوت با آنها، برای سازه کامپوزیتی بسنده شده است. اصول طراحی کامپوزیت، تغییرات ساختاری ایجاد شده در سازه نسبت به سازه فلزی، تغییرات المانها، لایه بندی، وزن، تحلیل و نتایج کامل سازه کامپوزیت در این فصل ارائه شده است.

در فصل پنجم/آخر نتایج مربوط به سازه فلزی و کامپوزیت با هم مقایسه شده است. بررسی تغییرات در ساختار و شبکه بندی به همراه پیشنهادات برای ادامه کار در این زمینه برای بهینه سازی نیز در این فصل ارائه شده است.

فہرست منابع و ماخذ

- 1- Cyrus D.Jilla, Dr. David W. Miller, "Satellite Design: Past, Present and Future ", Department of Aeronautics & Astronautics, Massachusetts Institute of Technology Cambridge, Massachusetts, USA, International Journal of Small Satellite Engineering - 12 February 1997.
- 2- **ECSS-E-10-03A** Standard. European Cooperation for Space Standardization, Space Engineering (Testing). 15 February 2002.
- 3- Edwin A. Goldberg "Tiros Pre-Flight Testing and Post-Launch Evaluation". PV1963-106, 1963.
- 4- C. W. Schwingshackl, G. S. Aglietti, P. R. Cunningham, "Experimental Determination of the Dynamic Behavior of a Multifunctional Power Structure", AIAA, Vol.45, 2007.
- 5- Dr. Todd J. Mosher, "A Platform Approach to Small Satellite Design", 54st International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, IAC-03-IAA.11.1.04, 2003.
- 6- H. schneider, U. Schibli, J.J. Wijker, A. Stroeve, "Development of a Mass Optimized European Communications Satellite Structure", PV1975-783, 1975.
- 7- Emily Clarck, "An Introduction to Amateur Satellite".
- 8- G. T. Zheng, "Parametric Studies of the Whole Spacecraft Vibration Isolation", AIAA, Vol.41, Technical Note.
- 9- Peter V.Panetta, Harry Culver, Jhon Gagosian, Michael Jhonson, James Kellogg, David Mangus, Theodore Michalek, Victor Sank, Steven Tompkins, "NASA/GSFC Nano-Satellite Technology Development", NASA-GSFC, Greenbelt, Maryland.
- 10- Gary A. Tremblay, Ed J. Boyce, Loan N. Pham, "Demonstrated Technology for Affordable, High Performance Polymer Composite Spacecraft Structures", PV1996-4312, AIAA-1996.
- 11- Steven E. Hahn, Ryo Usami, Tsuyoshi Ozaki, "Multifunctional Structure Spacecraft Bus Technology", AIAA 2004-3135.
- 12- V.F. Mazzio, C.H. Bixler, "Optimized Design and Fabrication Processes for Advanced Composite Spacecraft Structures", PV1979-241, 1979.
- 13- F. Ayer, K. Soosaar, "Structural Distortions of Space Systems Due To Environmental Disturbances", PV1980-854, 1980.

- 14- Larry A. Grant, "Successful Applications of Beryllium Sheet Materials to Satellite Structures", PV1983-950, 1983.
- 15- Andrea Lorenzoni, "Development Status of the First TSS Satellite", PV1986-52, 1986.
- 16- Austin W. Boyd, Allen E. Fuhs, "General Purpose Satellites: A Concept for Affordable Low Earth Orbit Vehicles", PV1987-584, 1987.
- 17- Srinivas Kodiyalam, Catherine M. Graichcn, Isabel J. Connell, Pctcr M. Finnigan, "Design Optimization of Satellite Structures for Frequency, Strength, and Buckling Requirements", AIAA-93-0098.
- 18- G. C. Krumweide, "Affordable Polymer Composite Structures For Various Spacecraft Structural Components", AIAA-95-3832.
- 19- ETS-VIII Satellite, PV1998-1303, AIAA-1998.
- 20- Andrew D. Ketsdever, Joyce Wong, Helen Reed3, "A University Microsatellite as a Mems-Based Propulsion Test-bed", AIAA-2000-3670.
- 21- K. Joon Yoon, Hoon C. Park, H. J. Lee, C. K. Kim, "Composite Grid Structure With Near-Zero Thermally Induced Deflection",
: Journal of Spacecraft and Rockets, VOL.37, 2000.
: AIAA Journal, Vol.39, March 2001.
- 22- John D. Johnston, Eral A. Thornton, "Thermally Induced Dynamics of Satellite Solar Panels", Journal of Spacecraft and Rockets, VOL.37, No.5, 2000.
- 23- Benjamin Thomas Blaine, "Multifunction Structures In Satellite Design: Thermoelectric Elements Embedded Into Structural Honeycomb Panels", MSc. Degree in Mechanical Engineering, Santa Clara University, 2004.
- 24- Paulo Couto, Marcia B.H. Mantelli, "Design of the Brazilian Cryogenic Heat Pipes", AIAA-2001-3079.
- 25- Fernando H. Milanez, MarciaB. H. Mantelli, "Recent Studies of A Bi-Metallic Heat Switch For Space Applications", AIAA-2001-3081.
- 26- Steven Hahn, Tsuyoshi Ozaki, "Effective Downsizing of A 15kw Class Satellite Bus", 21st International Communication Satellite Systems Conference, AIAA-2003-2308.
- 27- Morio Toyoshima, Takashi Jono, Nobuhiro Takahashi, Toshihiko Yamawaki, Keizo Nakagawa, and Katsuyoshi Arai, "Transfer Functions Of Micro-vibrational Disturbances On A Satellite", 21st International Communication Satellite Systems Conference, AIAA-2003-2406.
- 28- G. Allegri, S. Corradi, M. Marchetti, S. Scaglione, "Analysis of the Effects of Simulated Synergistic Leo Environment on Solar Panels", 54st International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, IAC-03-I.5.01, October-2003.
- 29- P. Tortora, E. Troiani, "The Microsatellite Research Program At Universita' DI BOLOGNA", 54st International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, IAC-03-M.4.06, October-2003.

- 30- Manuel F. Pellissetti, Sebastiaan H. J. A. Fransen, Helmut J. Pradlwarter, Adriano Calvi, Andreas Kreis, Gerhart I. Schuëller, Michel Klein, , "Stochastic Launcher-Satellite Coupled Dynamic Analysis", Journal of Spacecraft and Rockets, VOL.43, No.6, 2006.
- 31- "What is a satellite", Boeing, 30-June-2002, www.Boeing.com .
- 32- MIL-HDBK-5H "Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures", Department of Defense of USA, 1-DECEMBER-1998.
- 33- HEXCEL Composites, "Hexcel-Honeycomb Selector Guide", <http://www.hexcel.com>, Dec 2005.
- 34- MIL-HDBK-17-2F, "Composite Materials Handbook, Polymer Matrix Composites Materials Properties", Department of Defense of USA, Vol.2, 17-June 2002.
- 35- www.AMSAT.com , The Radio Amateur Satellite Corporation, July-2006.
- 36- www.CASM.com , Center for Advanced Satellite Manufacturing, College of Engineering, Utah state University.
- 37- www.CNES.com , Centre National D'Etudes Spatial.
- 38- www.LORAL.com , LORAL Space System, 2007.
- 39- www.Orbital.com , Orbital Sciences Corporation.
- 40- cansat@space.t.u-tokyo.ac.jp , Satellite Structure Design

۴۱- مقالات و مطالب درباره کاربردهای ماهواره، سایت سازمان فضایی ایران با آدرس اینترنتی www.ISA.ir

۴۲- لیلیا خلج زاده، کتاب: "پنجاه سال در فضا"، انتشارت روابط عمومی سازمان فضایی ایران، ۱۳۸۶ .

۴۳- علی اصغر بخشایش، سمینار "ماهواره های کوچک"، سمینارهای راهبردی/تخصصی فضایی، سازمان فضایی ایران، دانشکده هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۸۶.

۴۴- بهروز حسین پور بناب، سمینار کارشناسی ارشد، "مطالعاتی درباره طراحی سازه ماهواره"، دانشکده فنی دانشگاه تربیت مدرس، ۱۳۸۶ .

Abstract

In this project the structure of an actual metallic satellite is changed into a composite one after that the structure of a metallic satellite will be analyzed completely and the results of this analysis are compared with the results of actual satellite. The structure of initial satellite is fully metallic and it is made of aluminum. It is considered as micro satellite one with given to approximate weight of 75(kg), and it has cubic form with solar cells connected to its fuselage.

The purpose of this analysis is to complete loading of a micro satellite as per European standard, designing a composite structure equivalent to initial metallic structure and applying new methods for modeling to expedite applying modifications. MSC.NASTRAN and PATRAN Ver.2007 are among two software's used for analysis.

Carbon and glass composite material have been used for designing of micro satellite fuselage structure. Fibers used for this purpose are textile type that used in lower and upper module of satellite. Our data on the material is based on MIL standard.

Several methods are used for the applying modifications of designing rapidly in the model in order to observe the reactions of the satellite. The capabilities of the above mentioned software are used for individual modeling of components at individual files and their assembly in unit distinct one. Individual numbering and optimizations for each component; the time required for analysis will be decreased. For the purpose of speeding up removing components within modification MPC connections are used. Volume modeling is applied for analyzing Non-structural effective components.

First of all, the intended satellite has been modeled using weight and dimensional specifications of actual satellite. After modeling being completed, the accuracy of connections and elements will be checked through strain energy value method and 10 vibration free frequencies. After complete approval, 1500 first frequency modes with coverage of effective mass more than 90% will be extracted for quasi static satellite loading. The initial frequencies of the satellite should be greater than 50 Hz. Current loadings will be as launcher frequency spectrum with low and high frequency, incidental vibrations and shock loading that should be converted to equivalent acceleration. Conversion to equivalent acceleration will be done via frequencies and effective mass through MILES method.

After completion of the analysis of metallic satellite and approving and comparing with the results of actual satellite, designing and changing the structure of two domain modules above and below the satellite into composite. External architecture of the satellite has been remained unchanged due to access and assembly and some of intermediate connecting components are deleted. Given to apparent similarity of two modified modules, a similar lamination is used for composite design. The complete approval procedure is made including extraction of 1500 first vibration modes, equivalent accelerations and quasi static loading similar to metallic structure. After many try and error in order to satisfy the consideration taking into consideration, the first frequency is greater than 50Hz and Tsai-Wu criteria in composite material; composite designing of the satellite is completed.

The results show that the weight of modified section of structure has been decreased more than 50%.

Keywords: Micro satellite, Software, NASTRAN, Analysis, Structure, Composite, Design, MILES





***Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the
Requirements for the Degree of Master of Science (M.Sc.) in
AeroSpace Structure Engineering***

Department of AeroSpace

Faculty of Technical and Engineering

Tarbiat Modares University

Analysis and Design of Composite Structure of the Micro-Satellite

By:

Behrouz Hossein Pour Bonab

Supervisor:

Dr. GholamHossein Rahimi

Advisor:

M.Sc. Hamid Emami Khansari

April 2009